第 40 卷 第 1 期 2022 年 3 月
天 文 学 进 展
PROGRESS IN ASTRONOMY
Vol. 40, No. 1 Mar., 2022

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2022.01.07

基于 GPS 单频 $C1/L1$ 漏信号的 GEO 精密轨道确定

赵兴隆[1,2,7]，胡小工[1,2]，周善石[1,2]，王 猛[3]，
樊 敏[4]，曹建峰[5]，常志巧[6]

(1. 中国科学院 上海天文台，上海 200030； 2. 上海市空间导航与定位技术重点实验室，上海 200030； 3. 航天恒星科技有限公司，北京 100086； 4. 北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094； 5. 北京航天飞行控制中心，北京 100094； 6. 北京卫星导航中心，北京 100094； 7. 中国科学院大学，北京 100049)

摘要： 随着航天活动的日益增多，高轨道飞行器搭载 GNSS 接收机为其提供导航服务成为新的研究热点。以地球同步轨道卫星 TTS-2 为例，分析了 TTS-2 星载 GPS 单频 $C1/L1$ 测量数据及噪声特点。GEO 星载接收机可接收到地球未遮掩的 GPS 主瓣信号及旁瓣信号。$C1/L1$ 噪声分布范围较大，且随高度角存在一定的相关性。采用先验动力学参数误差约束的轨道解算方法，利用不同的动力学参数约束策略进行试验。试验结果表明：星载 GPS $C1/L1$ 数据的 GEO 卫星轨道重叠一致性精度可达到米级甚至亚米级。在约束运动状态和太阳光压参数的情况下，36 h 和 72 h 弧长定轨的轨道重叠三维 RMS 误差均小于 0.65 m。仅约束太阳光压参数时，72 h 弧长定轨的轨道重叠三维 RMS 误差为 1.0 m，36 h 弧长定轨的轨道重叠三维 RMS 误差小于 1.5 m。采用先验动力学参数误差约束的轨道解算方法，合理设置动力学参数误差，可获得更优的轨道解。

关 键 词： 轨道测定；GEO；先验误差约束；漏信号

中图分类号： P135 **文献标识码：** A

1 引 言

随着全球卫星导航系统 (global navigation satellite system, GNSS) 的快速发展，GNSS 逐步成为“天空地”用户获取位置服务的重要手段。大多数航天器搭载 GNSS 接收设备为其提供实时位置跟踪，或提供事后高精度轨道支撑其工作任务。然而，国内研究人员多数集中于星载 GPS 或 Multi-GNSS 的低轨道飞行器精密定轨，如海洋二号 A 卫星[1]、资源三号卫星[2,3]、风云三号卫星[4,5]、天平一号卫星[6]等。近年来，高分系列、风云系列 (风云四号)

收稿日期： 2021-04-27； **修回日期：** 2021-05-14

通讯作者： 胡小工，hxg@shao.ac.cn

等高轨道卫星任务以及深空探测任务日益增多，GNSS 星座之上的高轨道飞行器采用 GNSS 进行导航位置服务成为研究热点。高轨道飞行器采用 GNSS 提供自主导航位置服务，不仅可以有效节约地面测控资源，而且可以提升轨道测定精度及飞行器的业务能力。

自 20 世纪末，欧美率先开展 GPS 接收机在高轨道飞行器上的在轨信号测试[7]，于 21 世纪初进一步实现了在轨实时导航及定轨[8−10]。国内开展高轨道 GNSS 在轨测试研究较晚。2014 年，再入返回的嫦娥五号试验器 (Chang'E-5 Tester, CE-5T) 搭载 GNSS 接收机收集了距离地心 $(1\sim6)\times10^4$ km 的 GNSS 信号，实现了百米级的导航定轨[11,12]。2017 年，通信试验技术二号卫星 (No.2 Telecommunication Technology Test Satellite, TTS-2) 搭载 GNSS 接收机，仅采用伪距测量和动力学滤波定轨，实现了位置优于 30 m 的实时自主导航[13,14]。国内研究人员对 TTS-2 卫星的星载 GPS 数据定轨处理，采用重叠弧段进行比较分析，三维均方根 RMS (root mean square) 误差接近 2 m[15,16]。王猛等人[13]详细总结了高轨 GNSS 特点和轨道确定技术及其发展历程，阐述了高轨道 GNSS 的应用发展方向。

对于地球同步轨道 (geostationary earth orbit, GEO) 卫星的星载 GNSS 接收机，可见 GPS 卫星的几何分布较差，接收信号功率较低，所处的空间环境严峻[13]。基于此，本文采用 TTS-2 卫星的星载 GPS 卫星数据进行精密定轨研究。首先介绍了 GEO 星载 GPS 接收机的实际观测条件，并分析了数据噪声及其精度衰减因子 (dilution of precision, DOP)。然后，介绍了 GEO 星载 $C1/L1$ 单频数据的测量方程及其误差修正。最后，针对 GEO 星载 GPS 数据特点，采用先验动力学参数误差约束的轨道解算方法设计试验，评估动力学参数不同约束策略下的定轨重叠一致性。本文的研究内容对高轨道飞行器基于星载 GNSS 的高精度轨道确定有重要的参考价值。

2 GEO 星载 GPS 观测数据

2.1 GPS 漏信号的测量数据

TTS-2 是一颗 GEO 卫星，搭载的 GPS 接收机为其提供实时导航服务。GPS 卫星的导航天线指向地球，导航信号的波束角约为 42.6°[17]。TTS-2 运行高度超过 GPS 星座的运行高度，因此接收的 GPS 信号主要有未被地球遮掩到的主瓣信号和旁瓣信号，即漏信号。TTS-2 对 GPS 卫星的可见性如图 1 所示。

本文收集到 TTS-2 星载 GPS 观测数据的起止时间为：2018 年的年积日 (day of year, DOY) 100 16:00－108 16:00。TTS-2 星载 GPS 观测数据为 $C1/L1$ 单频数据，数据采样间隔为 2 s。

TTS-2 对 GPS 星座的可见性天底图如图 2 所示 (星固坐标系，x 指向卫星的飞行方向，z 指向地心，y 指向 zx 面法向，构成右手坐标系)。接收机接收 GPS 信号的高度角最高约为 −51°。由于能接收到 GPS 卫星的最低高度角约为 −83°，所以图 2 中心部分呈空白。图 2 中，方位角为 245°、高度角为 −64° 和 −73° 的两块区域附近呈空白，这是因为 GPS 信号的主瓣与旁瓣之间不存在导航信号。

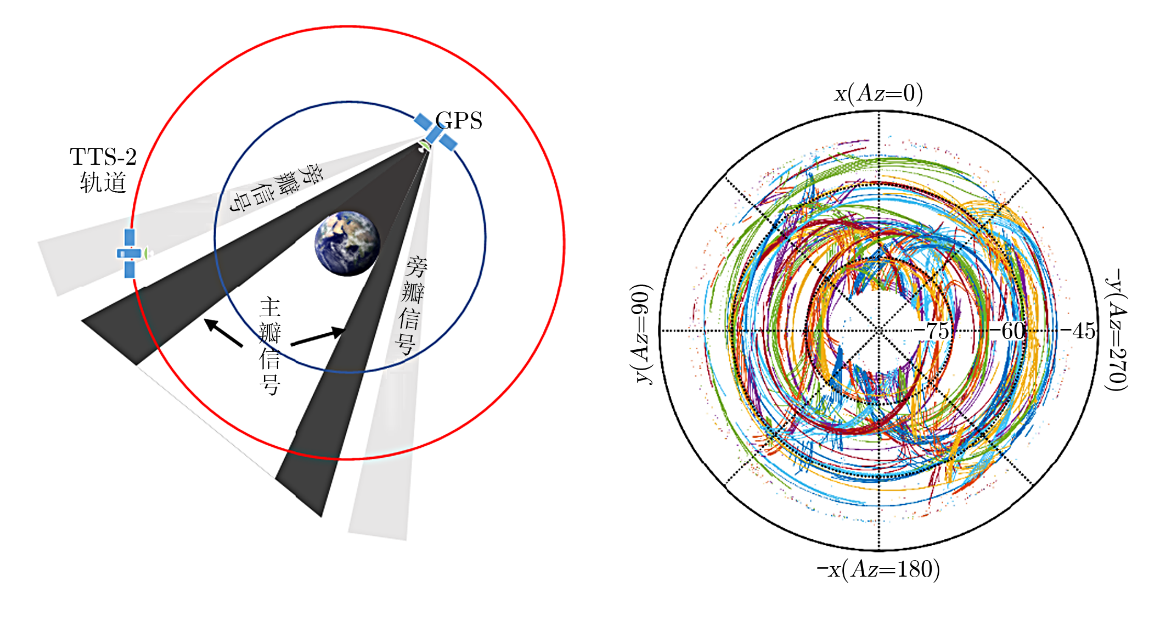


图 1 TTS-2 可见的 GPS 信号

图 2 TTS-2 对 GPS 星座的可见性

李冰等人[14]指出，TTS-2 接收机天线在较大的波束内具有较高的增益。天线在装星前对不同角度的增益实测值为：GPS 的 $L1$ 信号在 −30° 的增益为 7.6 dB；在 0° 的增益为 10.8 dB，在 30° 的增益为 7.3 dB。

2.2 GPS 漏信号的测量噪声

测量数据的精度对精密测定轨的结果具有重要影响。星载 GPS 观测数据为 $C1/L1$ 单频数据，本文采用历元间三次差法计算伪距、相位测量值的噪声[18,19]，以此得到观测数据的精度。

TTS-2 平均每天观测值的个数与高度角、噪声的分布关系如图 3 所示。TTS-2 可见 GPS 信号的高度角范围约为 −83° ∼ −51°。在高度角为 −81.5° ∼ −79.5°，伪距/相位测量的噪声分布范围明显降低。整体上，伪距测量噪声多分布于±40 m 之内，相位测量噪声多分布于±9 cm。对于伪距测量，噪声分布较均匀，在±10 m 的噪声范围内存在集中，在高度角 −80°、噪声 0 m 附近存在明显的集中点，观测数据的个数达到 8×10^3 左右。在高度角 −70° 和高度角 −62° 附近存在轻微的集中。对于相位测量，在±3 cm 的噪声范围内集中。在高度角 −78°, −70° 和 −62° 附近存在明显的集中，观测数据的个数大于 1.8×10^4。经统计，DOY 100 16:00－108 16:00 的伪距测量值噪声 RMS 误差为 7.3 m，相位测量值噪声 RMS 误差为 1.3 cm。

以 G29 卫星为例，我们研究了伪距/相位测量值噪声随高度角的变化关系，结果如图 4 所示。DOY 101 5:00－6:00 的伪距测量值噪声变化区间为 (−20, 20) m，相位测量值噪声变化区间为 (−4, 4) cm，高度角自 −67° 降低至 −73°。自 6:30 左右开始，G29 卫星再次被 TTS-2 卫星可见，高度角从 −75° 逐渐下降至 −80°，随后逐渐升高至 −66°。在高度角升高

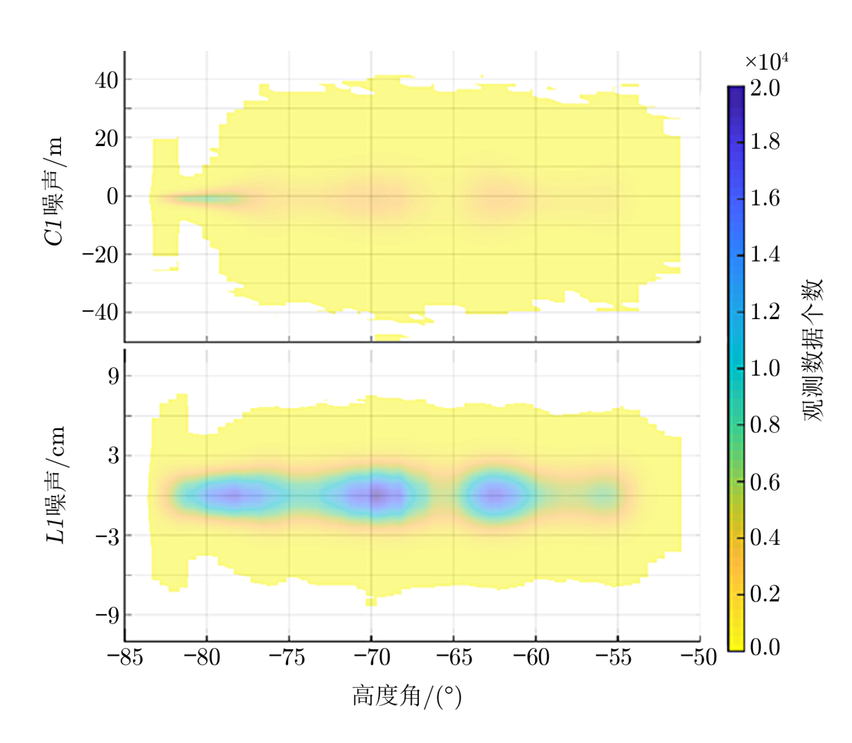


图 3 TTS-2 平均每天观测值个数与高度角、噪声的分布关系

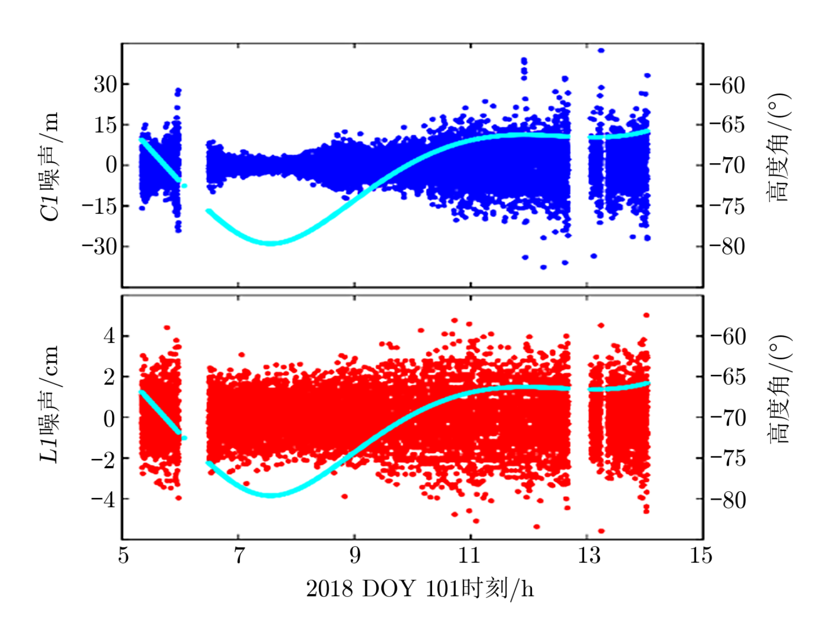


图 4 G29 卫星 $C1/L1$ 噪声随高度角的变化

的过程中，其变化速率越来越缓。在此期间，$C1/L1$ 测量值噪声的分布范围随高度角变化而变化。当高度角小于 $-75°$ 时，$C1/L1$ 测量值的分布范围分别是 ±8 m 和 ±2.2 cm。随着高度角的升高，$C1/L1$ 测量值噪声的分布范围逐步扩大。在 G29 卫星不可见前的一小段时间，$C1/L1$ 测量值噪声快速变大。

2.3　TTS-2 对 GPS 的可见星和 DOP

GPS 测量中，接收机单历元的可见卫星数及其分布直接影响位置服务精度。位置精度衰减因子是评判GPS导航定位精度水平的参考指标。对于 GEO 星载 GPS 测量，水平精度衰减因子 (horizontal dilution of precision, HDOP) 和垂直精度衰减因子 (vertical dilution of precision, VDOP) 分别表示 GEO 卫星轨道迹向与法向平面的精度衰减因子和径向精度衰减因子。较低的精度衰减因子说明可获得较高精度的几何位置解。

TTS-2 星载接收机单历元的 GPS 可见星数、HDOP 和 VDOP 如图 5 所示。接收机仅设计了 8 个信号通道，最高可接收 8 颗 GPS 卫星。GEO 星载接收机在大部分历元对 GPS 可见星数为 6 ~ 8 颗，少部分历元对 GPS 可见星数为 4 颗或 5 颗。大部分历元的 HDOP 值集中于 2 ~ 10，VDOP 值集中于 6 ~ 30。

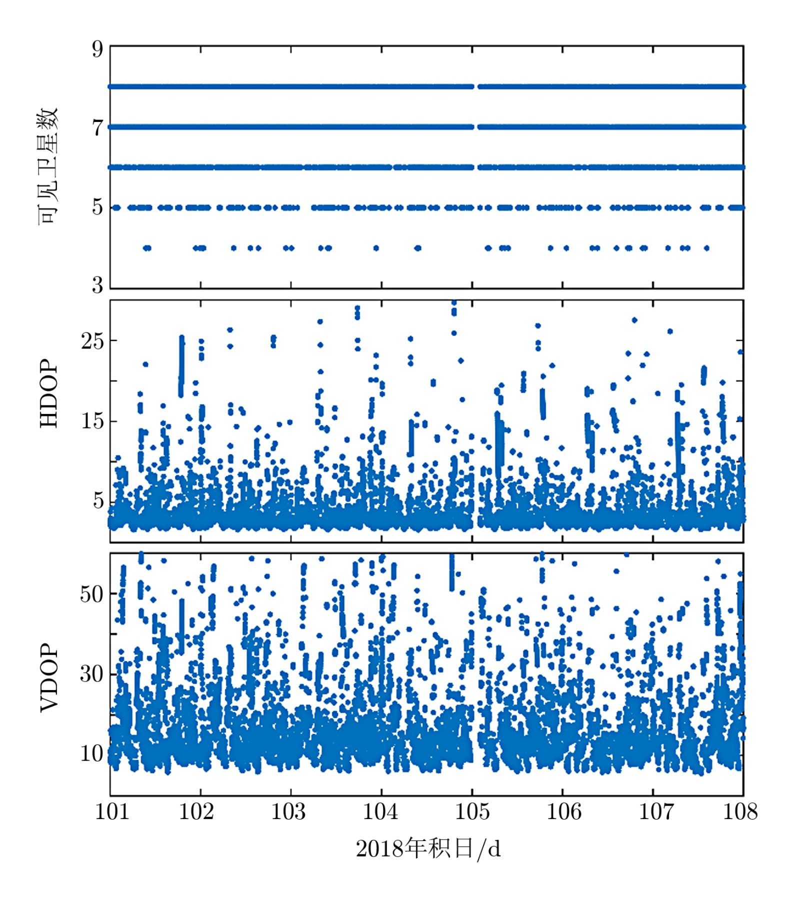


图 5　TTS-2 星载接收机的 GPS 可见星数、HDOP 和 VDOP

3 GPS 测量方程与误差修正

3.1 测量方程

GEO 星载 GPS 接收机的 $C1/L1$ 测量方程，不考虑硬件延迟，可以分别表示为：

$$\begin{cases} C1^{\mathrm{s}} = \rho^{\mathrm{s}} + c\cdot(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) + Ion^{\mathrm{s}} + Trop^{\mathrm{s}} + \varepsilon_{C1}^{\mathrm{s}} \quad , \\ L1^{\mathrm{s}} = \rho^{\mathrm{s}} + c\cdot(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) - \lambda_{f_1}\cdot N_{f_1}^{\mathrm{s}} - Ion^{\mathrm{s}} + Trop^{\mathrm{s}} + \varepsilon_{L1}^{\mathrm{s}} \quad . \end{cases} \tag{1}$$

式中，ρ^{s} 表示 GPS 卫星 s 天线中心到接收机 r 的理论距离，$\mathrm{d}t_{\mathrm{r}}$ 和 $\mathrm{d}t^{\mathrm{s}}$ 分别表示接收机 r 和 GPS 卫星 s 的钟差，c 表示真空中的光速，Ion^{s} 和 $Trop^{\mathrm{s}}$ 分别表示信号传播过程中的电离层延迟和对流层延迟，$\varepsilon_{C1}^{\mathrm{s}}$ 和 $\varepsilon_{L1}^{\mathrm{s}}$ 分别表示 GPS 卫星 s 伪距 $C1$ 和相位 $L1$ 测量值的噪声，λ_{f_1} 和 $N_{f_1}^{\mathrm{s}}$ 分别表示频率 f_1 真空中传播的波长和未知的模糊度，$C1^{\mathrm{s}}$ 和 $L1^{\mathrm{s}}$ 分别表示接收机 r 测定的 GPS 卫星 s 的伪距 $C1$ 和相位 $L1$ 测量值。

3.2 硬件延迟修正

采用国际 GNSS 分析中心 (IGS) 提供的事后精密轨道和钟差产品，对 TTS-2 星载 GPS 单频 $C1/L1$ 测量数据进行处理。IGS 产品采用双频 $P1/P2$ 伪距和 $L1/L2$ 相位的无电离层组合观测量解算，因此在处理单频 $C1/L1$ 测量数据时需要考虑不同频率信号的硬件延迟。单频相位测量与双频相位测量的硬件延迟时间差可被模糊度和接收机钟差吸收，故本文不再考虑相位测量的硬件延迟时间差。采用欧洲定轨中心 (the Center for Orbit Determination in Europe, CODE) 的差分码偏差 (different code biase, DCB) 产品修正 C1 伪距与双频 $P1/P2$ 伪距的硬件延迟时间差，其修正方法[20]表示为：

$$C1_{DCB}^{\mathrm{s}} = C1^{\mathrm{s}} + c\cdot\left(\frac{DCB_{P1P2}^{\mathrm{s}}}{f_1^2 - f_2^2}\cdot f_2^2 + DCB_{P1C1}^{\mathrm{s}}\right) \quad , \tag{2}$$

式中，DCB_{P1P2}^{s} 和 DCB_{P1C1}^{s} 表示 GPS 卫星 s 伪距 $P1$ 分别与伪距 $P2$ 和伪距 $C1$ 的差分码偏差，$C1_{DCB}^{\mathrm{s}}$ 表示 GPS 卫星 s 经过 DCB 修正后的伪距。$C1_{DCB}^{\mathrm{s}}$ 可以直接采用 IGS 精密产品进行处理。

3.3 电离层与对流层延迟修正

对流层分布于地表以上 20 km 以下，电离层分布于地球上空 50 ~ 1 000 km。如图 1 所示，GEO 星载接收机在高度角较低时接收到的 GPS 信号，贴近地球表面经过电离层和对流层；当高度角较高时，GPS 信号不经过电离层和对流层而直接被接收。设 GEO 卫星的轨道半径为 R_{GEO}，GEO 卫星接收到的 GPS 信号传播路径距地心的最近距离为 h，则接收信号的高度角 ele 表示为：

$$ele = \arctan\frac{h}{R_{\mathrm{GEO}}} - 90^{\circ} \quad . \tag{3}$$

设地球半径为 R_{earth}，当 $(h - R_{\mathrm{earth}})$ 大于电离层高度时，GEO 接收到的导航信号不受电离层和对流层的影响。本文参与轨道解算的 GPS 测量数据的截止高度角设为 -78°，剔除经过电离层和对流层的导航信号测量数据。硬件延迟修正后，忽略电离层和对流层延迟，式

(1) 可以写作：

$$\begin{cases} C1^{\mathrm{s}}_{\mathrm{DCB}} = \rho^{\mathrm{s}} + c\cdot(\mathrm{d}t_r - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) + \varepsilon^{\mathrm{s}}_{C1} \quad , \\ L1^{\mathrm{s}} = \rho^{\mathrm{s}} + c\cdot(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) - \lambda_{f_1}\cdot N^{\mathrm{s}}_{f_1} + \varepsilon^{\mathrm{s}}_{L1} \quad . \end{cases} \tag{4}$$

4　先验动力学参数误差约束的轨道解算数学模型

卫星在时刻 t 的运动状态可以表示为：

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{x}_t \\ \boldsymbol{v}_t \end{bmatrix} = G(\boldsymbol{x}_{t_0}, \boldsymbol{v}_{t_0}, f) \quad , \tag{5}$$

式中，$\boldsymbol{x}_t$, $\boldsymbol{v}_t$ 表示卫星在 t 时刻的位置和速度，$\boldsymbol{x}_{t_0}$, $\boldsymbol{v}_{t_0}$ 表示卫星在 t_0 时刻的位置和速度，f 表示待估摄动力参数，G 表示卫星在 t_0 时刻运动状态向 t 时刻运动状态的映射函数。式 (4) 中的理论距离 ρ^{s} 可表示为 $\rho^{\mathrm{s}} = H(\boldsymbol{x}_t, \boldsymbol{x}^{\mathrm{s}})$。$H$ 表示 GPS 卫星位置 $\boldsymbol{x}^{\mathrm{s}}$ 和 GEO 卫星位置 $\boldsymbol{x}_t$ 到理论距离的映射函数。对于时刻 t 的伪距 $L^{C1^{\mathrm{s}}_{DCB}}(t)$ 和相位 $L^{L1^{\mathrm{s}}}(t)$ 可以表示为：

$$\begin{cases} L^{C1^{\mathrm{s}}_{DCB}}(t) = H[G(\boldsymbol{x}_{t_0}, \boldsymbol{v}_{t_0}, f), \boldsymbol{x}^{\mathrm{s}}, \mathrm{d}t_{\mathrm{r}}] + \varepsilon_{L^{C1}(t)} \quad , \\ L^{L1^{\mathrm{s}}}(t) = H[G(\boldsymbol{x}_{t_0}, \boldsymbol{v}_{t_0}, f), \boldsymbol{x}^{\mathrm{s}}, \mathrm{d}t_{\mathrm{r}}, N^{\mathrm{s}}_{f_1}] + \varepsilon_{L^{L1}(t)} \quad , \end{cases} \tag{6}$$

式中，$\varepsilon_{L^{C1}(t)}$, $\varepsilon_{L^{L1}(t)}$ 分别表示观测数据伪距 $L^{C1^{\mathrm{s}}_{DCB}}(t)$ 和相位 $L^{L1^{\mathrm{s}}}(t)$ 测量的噪声。一般解算轨道时，首先给定 $\boldsymbol{x}_{t_0}$, $\boldsymbol{v}_{t_0}$ 和 f 的近似值，代入式 (6) 中进行迭代求解。

GEO 卫星的运动状态受到动力学约束，动力学参数的变化在短时间内非常小。同时，动力学定轨的法方程是病态方程，容易受到观测量的粗差影响，使方程的解无法达到最优。然而，GEO 星载 GPS 的测量数据噪声较大，部分数据包含粗差，且每颗星噪声的分布范围不稳定，容易对定轨解算的病态法方程的解偏离最优值。因此本文采用先验动力学参数误差约束的轨道解算方法，其主要思路如下。

将轨道解算的动力学参数初值 $\boldsymbol{x}_{t_0}$, $\boldsymbol{v}_{t_0}$ 和 f 视为虚拟观测量，并根据其先验误差赋予相应的权重参与轨道解算，有利于定轨处理中剔除粗差和噪声较大的观测量，使法方程解得最优解。对于式 (6) 组成的观测方程组，增加初始动力学参数 $\boldsymbol{x}_{t_0}$, $\boldsymbol{v}_{t_0}$ 和 f 的虚拟观测量：

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{x}_{t_0} \\ \boldsymbol{v}_{t_0} \\ f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{L}_{\boldsymbol{x}_{t_0}} \\ \boldsymbol{L}_{\boldsymbol{v}_{t_0}} \\ \boldsymbol{L}_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{V}_{\boldsymbol{x}_{t_0}} \\ \boldsymbol{V}_{\boldsymbol{v}_{t_0}} \\ \boldsymbol{V}_f \end{bmatrix} \quad , \tag{7}$$

式中 $\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{x}_{t_0}}$, $\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{v}_{t_0}}$, $\boldsymbol{L}_f$ 和 $\boldsymbol{V}_{\boldsymbol{x}_{t_0}}$, $\boldsymbol{V}_{\boldsymbol{v}_{t_0}}$, $\boldsymbol{V}_f$ 分别表示初始动力学参数 $\boldsymbol{x}_{t_0}$, $\boldsymbol{v}_{t_0}$ 和 f 的虚拟观测量 (即初值) 及改正值。

模型的观测向量为：

$$\left[\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{x}_{t_0}}, \boldsymbol{L}_{\boldsymbol{v}_{t_0}}, \boldsymbol{L}_f, L^{C1^{s}_{DCB}}(t_1), \cdots, L^{C1^{s}_{DCB}}(t_n), L^{L1^{s}}(t_1), \cdots, L^{L1^{s}}(t_n)\right]^{\mathrm{T}} \quad .$$

观测向量的权阵为：

$$\mathrm{diag}\left[\frac{1}{\sigma^2_{\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{x}_{t_0}}}},\frac{1}{\sigma^2_{\boldsymbol{L}_{\boldsymbol{v}_{t_0}}}},\frac{1}{\sigma^2_{\boldsymbol{L}_f}},\frac{1}{\sigma^2_{L^{C1^s_{DCB}}(t_1)}},\cdots,\frac{1}{\sigma^2_{L^{C1^s_{DCB}}(t_n)}},\frac{1}{\sigma^2_{L^{L1^s}(t_1)}},\cdots,\frac{1}{\sigma^2_{L^{L1^s}(t_n)}}\right] \quad .$$

5 定轨策略与结果分析

5.1 定轨策略与试验设计

本文采用先验动力学参数误差约束的轨道解算方法，对动力学参数采用不同的约束策略进行轨道处理，评估定轨精度。设计了三个试验，具体分析过程如下：

(1) 约束动力学参数为卫星的初始位置、速度和 5 个光压参数。以前一次邻近弧段的定轨解算参数及其中误差作为本次定轨参数初值和误差 σ；所有待估参数的误差分别采用 1σ 或 3σ，试验分别记为 Test-1a 或 Test-1b。

(2) 约束动力学参数为 5 个光压参数。以前一次邻近弧段的定轨解算参数及其中误差作为本次定轨参数初值和误差 σ；5 个光压参数的误差分别采用 1σ 或 3σ，试验分别记为 Test-2a 或 Test-2b。

(3) 约束动力学参数为光压的 5 个光压参数。将 Test-1a 的各组太阳光压参数及其中误差取平均值，作为光压参数初值及其误差 σ；5 个光压参数的误差分别采用 1σ 或 3σ，试验分别记为 Test-3a 或 Test-3b。

试验初始时，对试验 Test-1a 第一组数据迭代解算动力学参数，获取其初始位置的中误差小于 5 cm 的动力学参数，作为三个试验的第一组定轨待估动力学参数的先验值。

本文定轨所采用的测量模型与动力学模型见表 1。

5.2 试验结果与分析

本文定轨的数据起止时间为 2018 年的 DOY 100 16:00－108 16:00，分别进行 72 h 弧长和 36 h 弧长的定轨解算。72 h 弧长定轨，即第 0 天的 16:00 至第 4 天的 16:00，共可进行六组轨道解算；36 h 弧长定轨，即第 0 天的 16:00 至第 3 天的 04:00，共可进行七组轨道解算。各试验定轨后，伪距/相位测量值残差及其数据有效率统计见表 2。

由表 2 可知，72 h 弧长定轨，其观测数据有效率为 85% 左右，伪距测量值的 RMS 值为 537.8 cm 左右，相位测量值的 RMS 值为 5.6 cm 左右。各试验的数据有效率、$C1/L1$ 测量残差的 RMS 值相差不大。36 h 弧长定轨，$C1$ 测量值的 RMS 残差约为 523.4 cm，$L1$ 测量值的 RMS 残差为 5.3 cm，观测数据有效率为 85%。

72 h 弧长的定轨，重叠 48 h，共有五组重叠弧段。每组重叠弧段比较时，为避免轨道的边缘效应，取重叠弧段中间的 24 h 进行比较。36 h 弧长的定轨，重叠 12 h，共有六组重叠弧段，取中间 6 h 进行比较。72 h 弧长和 36 h 弧长定轨的各个试验重叠弧段比较的轨道三维、径向、迹向和法向的 RMS 误差如图 6 和图 7 所示。

图 6 所示的 72 h 弧长定轨重叠比较中，运动状态受到约束的试验 Test-1a、Test-1b 的三维 RMS 误差均小于 1 m，径向 RMS 误差小于 0.2 m。仅约束太阳光压参数的试验 Test-2a,

表 1　定轨采用的测量模型与动力学模型

模型	参数
定轨弧长	72 h/36 h
采样间隔	60 s
观测量定权	C1：700 cm；L1：6 cm
截止高度角	−78°
GPS 轨道和钟差	CODE 最终产品
GPS 天线相位中心	采用文件 IGS14.atx 改正
TTS-2 卫星 GPS 接收天线相位中心	采用标称值，不考虑天线相位中心变化
天线相位中心缠绕	考虑，$L1$ 单频改正
伪距硬件延迟	修正
电离层与对流层	不考虑
模糊度	浮点解
重力场模型	EGM2008 10×10
N 体引力	JPL DE421
地球自转定向参数	IERS2010 C04
岁差章动模型	IAU2000R06
潮汐模型	海洋、大气、固体潮、海潮
光压模型	ECOM5 参数模型
大气拖曳	不考虑
经验力	不考虑

表 2　$C1/L1$ 测量值残差及数据有效率统计

试验	72 h 弧长定轨				
	$C1$ 残差/cm	$L1$ 残差/cm	有效数据数	剔除数据数	有效率/%
Test-1a	536	5.63	25 862	4 508	85
Test-1b	533	5.48	25 719	4 651	85
Test-2a	539	5.64	25 897	4 473	85
Test-2b	537	5.58	25 820	4 549	85
Test-3a	540	5.69	25 953	4 417	85
Test-3b	539	5.56	25 817	4 553	85
试验	36 h 弧长定轨				
	$C1$ 残差/cm	$L1$ 残差/cm	有效数据数	剔除数据数	有效率/%
Test-1a	535	6.00	12 999	2 246	85
Test-1b	529	5.44	13 015	2 231	85
Test-2a	521	5.17	12 946	2 299	85
Test-2b	523	5.29	13 036	2 209	86
Test-3a	509	4.58	12 607	2 632	83
Test-3b	520	5.17	12 942	2 304	85

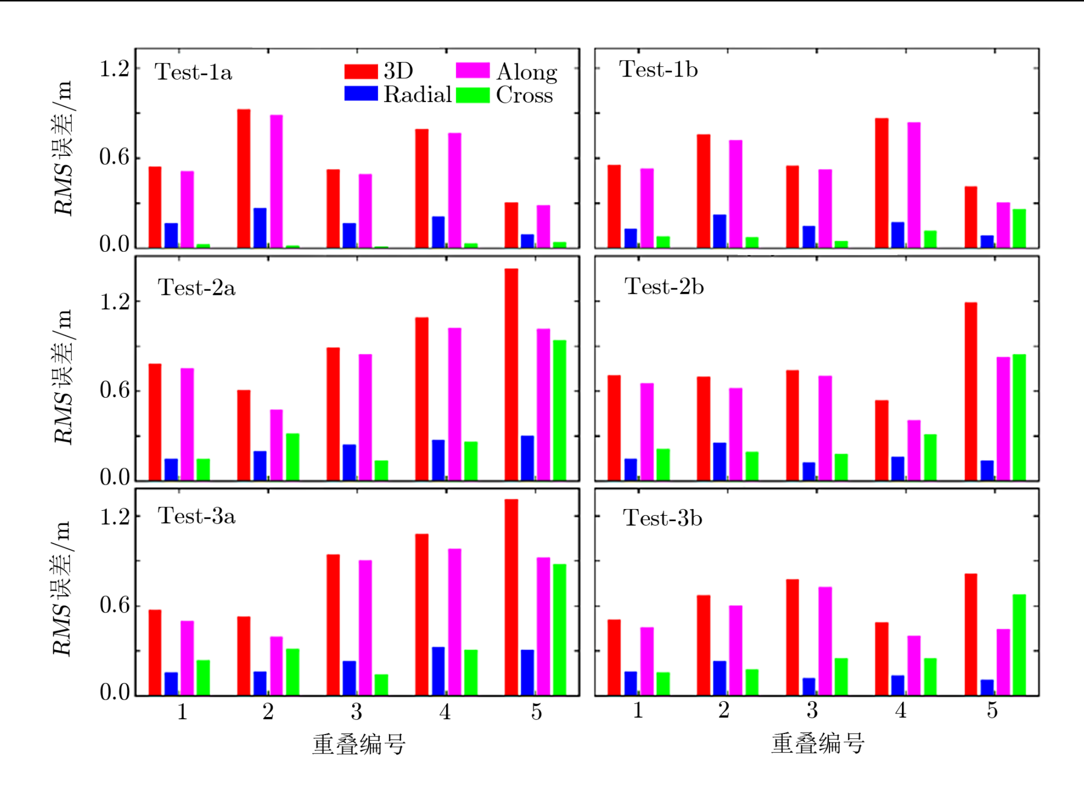


图 6 72 h 定轨，48 h 重叠比较的三维、径向、迹向和法向的 RMS 误差

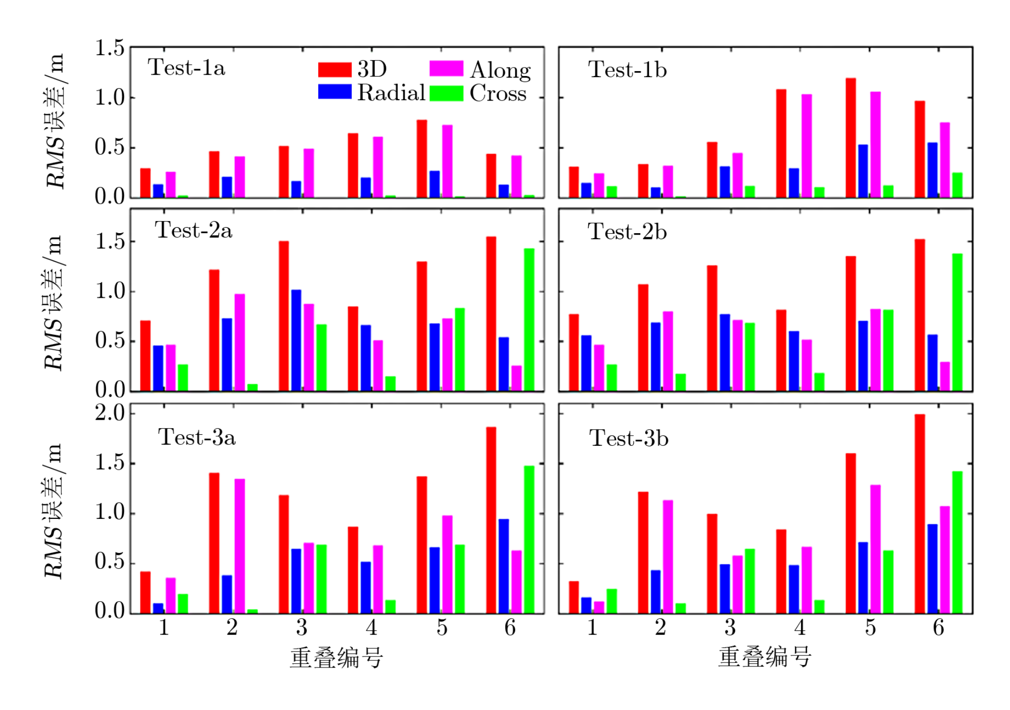


图 7 36 h 定轨，12 h 重叠比较的三维、径向、迹向和法向的 RMS 误差

Test-2b, Test-3a 的三维 RMS 误差较大，其径向 RMS 误差仍小于 0.3 m。Test-3b 的三维 RMS 误差约为 0.65 m，其径向 RMS 误差小于 0.3 m。明显的特征为，约束卫星运动状态参数的轨道解算，获得了更好的轨道重叠结果，且其轨道法向误差 RMS 明显降低。

图 7 所示的 36 h 弧长定轨重叠比较中，运动状态受到约束的试验 Test-1a 的三维 RMS 误差均小于 0.8 m，径向 RMS 误差小于 0.2 m；试验 Test-1b 的后三组重叠误差 RMS 较大，但整体的三维 RMS 误差小于 1 m。仅约束太阳光压参数的试验 Test-2a, Test-2b, Test-3a 和 Test-3b 的三维 RMS 误差为 0.9 ∼ 1.5 m。与 72 h 弧长定轨相同的是，约束卫星运动状态参数的轨道解算有更好的轨道重叠结果，轨道法向的误差 RMS 最低。

为了更具体地评价 TTS-2 星载 GPS 单频数据的定轨结果，汇总统计试验 Test-1, Test-2 和 Test-3 三个试验整体的轨道重叠 RMS 误差，见表 3。在受到卫星运动状态参数约束的情况下，72 h 和 36 h 弧长定轨均可获得三维 RMS 误差小于 0.65 m 的轨道，72 h 弧长的径向 RMS 误差小于 0.2 m, 36 h 弧长定轨的径向 RMS 误差小于 0.3 m。在仅约束太阳光压参数的情况下，采用 3σ 先验误差约束的轨道重叠一致性更好。综合而言，72 h 弧长测定的轨道重叠一致性小于1 m，36 h 弧长测定的轨道重叠一致性小于 1.5 m。与文献 [15, 16] 的定轨结果相比，轨道重叠一致性提升了 40% 以上。

表 3　72 h 和 36 h 弧长的轨道重叠 RMS 误差统计/m

试验	72 h 弧长定轨				36 h 弧长定轨			
	三维	径向	切向	法向	三维	径向	切向	法向
Test-1a	0.62	0.18	0.59	0.03	0.63	0.29	0.56	0.03
Test-1b	0.63	0.15	0.59	0.12	0.58	0.24	0.5	0.13
Test-2a	0.96	0.23	0.82	0.36	1.45	0.56	1.15	0.5
Test-2b	0.77	0.17	0.64	0.35	1.05	0.41	0.76	0.48
Test-3a	0.89	0.24	0.74	0.38	1.3	0.47	1.05	0.51
Test-3b	0.65	0.15	0.53	0.3	0.91	0.33	0.68	0.37
汇总	0.75	0.19	0.65	0.26	0.99	0.38	0.78	0.34

6 结　论

本文以 TTS-2 星载 GPS 观测数据为例，对 GEO 星载 GPS 单频 $C1/L1$ 数据进行了分析，采用先验动力学参数误差约束的定轨解算方法进行试验并分析结果，主要结论如下。

(1) GEO 星载 GPS 数据噪声分布范围较大，且随高度角存在一定的相关性。在高度角为 $-78°$, $-70°$ 和 $-62°$ 附近，观测数据存在较为明显的聚集效应。GEO 星载接收机在大部分历元对 GPS 可见星数为 6 ∼ 8 颗，HDOP 值集中于 2 ∼ 10，VDOP 值集中于 6 ∼ 30。

(2) 星载 GPS 单频数据的 GEO 卫星定轨的重叠弧段一致性约为 1 m 量级，最优可达到亚米级。约束卫星运动状态参数的轨道解算，72 h 和 36 h 弧长定轨，均获得了重叠一致性优于 0.65 m 的轨道。仅约束太阳光压参数，72 h 弧长定轨的轨道重叠三维 RMS 误差为

1 m, 36 h 弧长定轨的轨道重叠三维 RMS 误差小于 1.5 m。

(3) 试验证明，合理设置动力学参数误差，采用先验动力学参数误差约束的定轨解算方法，可以得到重叠一致性更优的轨道。

本文的定轨方法、研究内容与结果对高轨道飞行器的星载 GNSS 高精度应用具有一定的借鉴意义和参考价值。北斗全球卫星导航系统的建立，将为高轨道飞行器的星载 GNSS 导航及精密定轨提供更好的解决方案。另外，高轨道飞行器的星载 GNSS 数据的噪声较大，其误差来源仍待研究。高轨道飞行器分米级甚至厘米级的高精度测定轨的挑战依然存在，仍须进行深入研究。

参考文献：

[1] 周旭华, 王晓慧, 赵罡, 等. 武汉大学学报·信息科学版, 2015, 40(8): 1000
[2] 龚学文, 王甫红. 武汉大学学报·信息科学版, 2017, 42(3): 309
[3] 袁俊军, 赵春梅, 吴琼宝. 测绘学报, 2018, 47(5): 672
[4] Li M, Li W, Shi C, et al. Journal of Geodesy, 2017, 91: 1313
[5] 李文文, 李敏, 赵齐乐, 等. 测绘学报, 2018, 47(S0): 9
[6] Zhao X, Zhou S, Ci Y, et al. GPS Solution, 2020, 24: 102
[7] Powell T D, Martzen P D, Sedlacek S B, et al. Proceedings of Institute of Navigation National Technical Meeting. San Diego: INNT, 1999: 575
[8] Moreau M C, Davis E P, Carpenter J R. Proceedings of the Institute of Navigation GPS 2002 Conference. Portland: INGPS, 2002: 122
[9] Unwin M, Blunt P, Van Steenwijk R D V. Proceedings of the 26th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+2013). Nashville: Nashville Convention Center, 2013: 3305
[10] Arker L, Frey C. Proceedings of AAS GNC Conference. Brecke-nridge: AAS, 2012: 199
[11] Fan M, Hu X, Dong G, et al. Advances in Space Research, 2015, 56(11): 2473
[12] Wang M, Shan T, Ma L, et al. GPS Solutions, 2018, 22(2): 56
[13] 王猛, 单涛, 王盾. 测绘学报, 2020, 49(9): 1158
[14] 李冰, 刘蕾, 王猛. 上海航天, 2017, 34(4): 133
[15] Jiang K, Li M, Wang M, et al. GPS Solution, 2018, 22(3): 87
[16] Zhu J, Wang C, He Y, Yang Y. 2020 39th Chinese Control Conference (CCC), Beijing: Science Press, 2020: 3362
[17] Winternitz L M, Bamford W A, Heckler G W. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2009, 3(4): 541
[18] 中国卫星导航系统管理办公室. 北斗/全球卫星导航系统 (GNSS) 测量型接收机观测数据质量评估方法, 北京: 中国卫星导航系统管理办公室, 2019: 1
[19] Kirkko-Jaakkola M ,Traugott J, Odijk D, et al. 2009 IEEE Workshop on Signal Processing Systems, IEEE, 2009: 273
[20] 王宁波. 博士论文. 北京：中国科学院大学, 2017: 25

GEO Precise Orbit Determination Based on GPS Single Frequency $C1/L1$ Leakage Signal

ZHAO Xing-long[1,2,7], HU Xiao-gong[1,2], ZHOU Shan-shi[1,2], WANG Meng[3], FAN Min[4], CAO Jian-feng[5], CHANG Zhi-qiao[6]

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. Shanghai Key Laboratory for Space Positioning and Navigation, Shanghai 200030, China; 3. Space Star Technology Co., Ltd., Beijing 100086, China; 4. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China; 5. Beijing Aerospace Control and Command Center, Beijing 100094, China; 6. Beijing Satellite Navigation Center, Beijing 100094, China; 7. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: With the rapid development of space activities, the high-orbit spacecraft would carry GNSS receivers to navigate in space, which is becoming a new research focus. This paper takes the geosynchronous orbit satellite TTS-2 as an example, analyzes the measurement data quality and noise characteristics of the onboard GPS $C1/L1$ single-frequency. The GPS signals received by the GEO satellite are from the side lobe signals and the uncovered part of the GPS main lobe signals. $C1/L1$ noise has a large distribution range, and there is an obvious relativity with the elevation angle. This paper adopts priori dynamic parameter error constraint orbit method, carries out orbit determination experiments with different strategies of priori dynamic parameter constraint. The experiment results show that the orbital overlap consistency of GEO satellite orbit determination with GPS $C1/L1$ onboard data is about 1 m or even sub-meter level. Under the condition of constrained satellite motion state and solar pressure parameters, the three-dimensional RMS errors of 36 h and 72 h arc orbit determination are both less than 0.65 m. When only constraining the solar pressure parameters, the three-dimensional RMS error of the 72 h arc orbit determination is 1.0 m, and the three-dimensional RMS error of the 36 h arc orbit determination is less than 1.5 m. The better orbit solution would be solved when the priori dynamic parameter error constrained orbit solution method and the reasonable dynamic parameter error restraint are adopted. The research methods and experiments in this paper have certain reference meanings for the high-precision applications of spaceborne GNSS on high-orbit spacecraft.

Key words: Orbit Determination; GEO; The Priori Error Restraint; The Leakage Signals